

NOME: _____ N°USP: _____

1ª Questão (Valor: 6,0 pontos):

Para estudar o comportamento de uma suspensão em um laboratório montou um protótipo composto pelo conjunto pistão/cilindro pressurizado com ar comprimido extraído de uma linha com pressão $P_0 = 0,5 \text{ MPa}$ e temperatura $T_0 = 25 \text{ °C}$, como esquematizado na Figura 1. A expansão do ar contra o pistão realiza trabalho sobre uma mola linear e sobre a massa de uma substância. Durante o movimento do pistão, o comportamento da substância obedece a relação $P = k_1 V + k_2$, com k_1 e k_2 constantes. A massa de ar contida inicialmente no cilindro é de 1 kg e está na temperatura de 25 °C e pressão de $0,1 \text{ MPa}$. O processo termina quando a pressão no cilindro é a mesma da linha de ar comprimido e, neste instante, sabe-se que foi admitida uma massa de $2,2 \text{ kg}$ no cilindro. A mola está distendida quando não há massa de ar no cilindro. O cilindro e o pistão são adiabáticos.

Pede-se a temperatura do ar no estado final.

Admita calores específicos constantes avaliados a 25 °C .

Dados: $c_{p,\text{ar}} = 1,004 \text{ kJ/(kgK)}$; $c_{v,\text{ar}} = 0,717 \text{ kJ/(kgK)}$

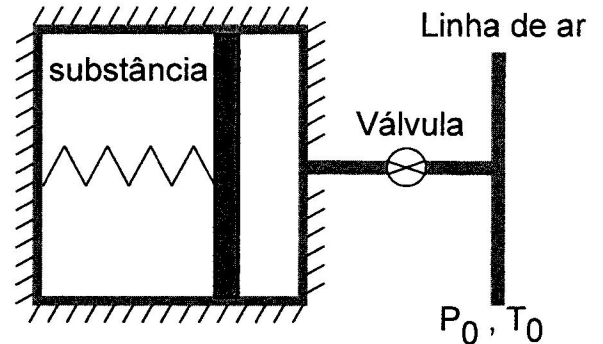


Fig. 1 Esquema do protótipo.

NOME: _____ NºUSP: _____

2ª Questão (Valor: 4,0 pontos): A temperatura e a pressão dos gases na seção de descarga da câmara de combustão de uma turbina aeronáutica são iguais a 1500 K e 3200 kPa. Esses gases alimentam o rotor da turbina (ponto 3 da Figura 2) que aciona o compressor e são descarregados na seção de alimentação do bocal de propulsão a 400 kPa e 900 K (ponto 4). O bocal descarrega os gases no ambiente (ponto 5) a 640 K e 80 kPa. O compressor é alimentado com ar a 80 kPa e 260 K (ponto 1) e descarrega o fluido na câmara de combustão a 3300 kPa e 780 K (ponto 2). Despreze as transferências de calor e os termos de energia cinética, exceto aquele na descarga do bocal. Considere os gases como tendo as mesmas propriedades do ar gás perfeito. **Determine os trabalhos específicos do compressor e da turbina (em kJ/kg) e a velocidade do escoamento na seção de descarga do bocal de propulsão (em m/s).**

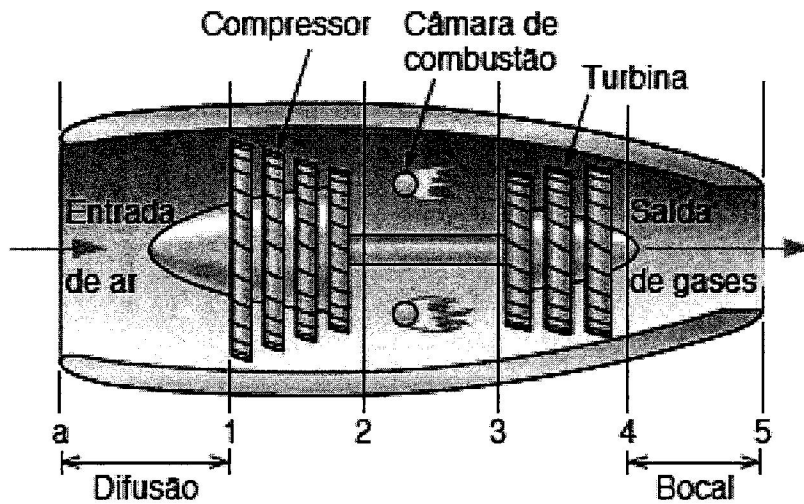


Fig. 2 Esquema de turbina aeronáutica.

PME 3240 - P1 Gabarito Q1

Guenther Carlos Krieger Filho

May 2nd 2017

Como dito no enunciado, a força na mola e no fluido variam linearmente com o volume. Assim, a pressão na fronteira do volume de controle que contém o ar é dada por:

$$P_{\text{fronteira}} = \underbrace{k_m V + k_0}_{\text{mola}} + \underbrace{k_1 V + k_2}_{\text{fluido}} \quad (1)$$

ou ainda

$$P_{\text{fronteira}} = \underbrace{(k_m + k_1)}_{C_1} V + \underbrace{(k_0 + k_2)}_{C_2} \quad (2)$$

$$= C_1 V + C_2 \quad (3)$$

Assim, conhecidos dois pares (P, V) , determinam-se as constantes C_1 e C_2 . Sabe-se que para $V_1 = \frac{RT_1 m_1}{P_1}$, $P = 100 \text{ kPa}$ e para o volume $V_2 = \frac{RT_2 m_2}{P_2}$, $P = 500 \text{ kPa}$. V_2 fica em função de T_2 .

Calcula-se o trabalho no volume de controle:

$$W_{V.C.} = \int_{V_1} P dV = \int_{V_1} (C_1 V + C_2) dV \quad (4)$$

que resulta em:

$$W_{V.C.} = \frac{1}{2} (P_1 + P_2) (V_2 - V_1) \quad (5)$$

A primeira lei para o regime uniforme no volume de controle, adiabático, é:

$$m_2 u_2 - m_1 u_1 = (m_2 - m_1) h_e - \left[\frac{1}{2} (P_1 + P_2) (V_2 - V_1) \right] \quad (6)$$

rearranjando:

$$m_2(u_2 - h_e) - m_1(u_1 - h_e) = - \left[\frac{1}{2} (P_1 + P_2) (V_2 - V_1) \right] \quad (7)$$

$$m_2(u_2 - (u_e + RT_e)) - m_1(u_1 - (u_e + RT_e)) = - \left[\frac{1}{2} (P_1 + P_2) (V_2 - V_1) \right] \quad (8)$$

$$m_2(u_2 - (u_e + RT_e)) - m_1(u_1 - (u_e + RT_e)) = - \left[\frac{1}{2} (P_1 + P_2) (V_2 - V_1) \right] \quad (9)$$

$$m_2(c_v(T_2 - T_e) - RT_e) - m_1(c_v(T_1 - T_e) - RT_e) = - \left[\frac{1}{2} (P_1 + P_2) \left(\frac{RT_2 m_2}{P_2} - \frac{RT_1 m_1}{P_1} \right) \right] \quad (10)$$

$$m_2(c_v T_2 - T_e \underbrace{(c_v + R)}_{c_p}) - m_1(c_v T_1 - T_e \underbrace{(c_v + R)}_{c_p}) = - \left[\frac{1}{2} (P_1 + P_2) \left(\frac{RT_2 m_2}{P_2} - \frac{RT_1 m_1}{P_1} \right) \right] \quad (11)$$

$$-m_2 c_v T_2 + m_1 c_v T_1 + c_p T_e \underbrace{(m_2 - m_1)}_{m_e} = \left[\frac{1}{2} (P_1 + P_2) \left(\frac{RT_2 m_2}{P_2} - \frac{RT_1 m_1}{P_1} \right) \right] \quad (12)$$

$$-m_2 c_v T_2 + m_1 c_v T_1 + m_e c_p T_e = \left[\frac{R}{2} (P_1 + P_2) \left(\frac{T_2 m_2}{P_2} - \frac{T_1 m_1}{P_1} \right) \right] \quad (13)$$

$$-m_2 c_v T_2 + m_1 c_v T_1 + m_e c_p T_e = \left[\frac{R}{2} (P_1 + P_2) \left(\frac{T_2 m_2}{P_2} - \frac{T_1 m_1}{P_1} \right) \right] \quad (14)$$

Dados:

- $m_1 = 1.0\text{kg}$; $m_e = 2.2\text{kg}$; $T_e = 298\text{K}$; $T_1 = 298\text{K}$; $P_0 = 500\text{kPa}$;
 $P_1 = 100\text{kPa}$; $P_2 = 500\text{kPa}$;
- $c_{v,ar} = 0,717\text{kJ/kgK}$; $c_{p,ar} = 1,004\text{kJ/(kgK)}$

Substituindo-se os dados, chega-se a $T_2 = 396\text{K}$

2ª Questão

Os componentes da turbina aeronáutica operam em regime permanente e despreza-se eventuais trocas de calor ($\dot{Q}_{v.c.} \approx 0$)

Utilizando-se a Tabela do ar-gás perfeito tem-se:

Seções	1	2	3	4	5
T(K)	260	780	1500	900	640
p(kPa)	80	3300	3200	400	80
h(kJ/kg)	260,32	809,28	1635,80	933,15	649,53

Da hipótese de regime permanente:

Compressor: $\dot{m}_1 = \dot{m}_2$; Turbina e bocal: $\dot{m}_3 = \dot{m}_4 = \dot{m}_5$

Aplicando-se agora a 1ª Lei para o compressor, turbina e bocal obtém-se:

— Compressor: $\frac{\dot{W}_{CD}}{\dot{m}_2} = h_1 - h_2 = -539,96 \text{ kJ/kg}$

- Turbina: $\frac{W_T}{\dot{m}_3} = h_3 - h_4 = 702,65 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$

- Bocal $h_4 = h_5 + \frac{V_5^2}{2}$

$$V_5 = \sqrt{2(h_4 - h_5)} = 753,15 \text{ m/s}$$